

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**



⑮ BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENT- UND
MARKENAMT

⑫ **Offenlegungsschrift**
⑩ **DE 100 31 510 A 1**

⑤① Int. Cl. 7:
B 64 C 1/06

②① Aktenzeichen: 100 31 510.0
②② Anmeldetag: 28. 6. 2000
④③ Offenlegungstag: 17. 1. 2002

DE 100 31 510 A 1

⑦① Anmelder:
Airbus Deutschland GmbH, 21129 Hamburg, DE

⑦② Erfinder:
Schmidt, Hans-Jürgen, 21614 Buxtehude, DE

⑤⑥ Entgegenhaltungen:

DE	199 24 909 C1
DE	198 44 035 C1
DE	197 30 381 C1
DE	196 39 667 C1
US	15 88 327
EP	9 41 922 A1

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

Prüfungsantrag gem. § 44 PatG ist gestellt

⑤④ Strukturbauteil für ein Flugzeug

⑤⑦ Bei einem Strukturbauteil für ein Flugzeug ist es bekannt, dass zumindest teilweise die Versteifungsprofile mittels einer Schweißverbindung mit dem Hautfeld verbunden werden. Es besteht das Problem, dass bei Primärrissen in der Beplankung, d. h. in der Rumpfhaut, bei geschweißten Strukturbauteilen sich der Riss gleichzeitig in der Beplankung und der Versteifung fortsetzt, so dass ein Primärriss schnell voranschreitet.

Die Erfindung besteht darin, dass an den Versteifungsprofilen Verstärkungen angeordnet sind, die eine verzögernde Wirkung auf den Beplankungsrisse haben.

Dabei ist es vorteilhaft, dass durch Erhöhung der Restfestigkeit eines geschweißten Strukturbauteils solches auch für Rumpfschalen eines Flugzeuges im Seiten- und Oberschalenbereich verwendet werden kann. So können generell geschweißte Rumpfschalen für den gesamten Rumpf angewendet werden und eine Beschränkung nur auf den Rumpfunterschalenbereich ist nicht gegeben. Aufgrund der kostengünstigen Bauweise gegenüber der herkömmlichen Rumpfschalenfertigung können Herstellungsaufwand und Strukturgewicht beachtlich verringert werden.

DE 100 31 510 A 1

[0001] Die Erfindung betrifft ein Strukturbauteil für ein Flugzeug, wobei das Strukturbauteil mindestens ein Hautblech sowie auf das Hautblech aufgebrachte mehrere Versteifungsprofile aufweist und zumindest teilweise die Versteifungsprofile mittels einer Schweißverbindung mit dem Hautfeld verbunden sind.

[0002] Aus DE 196 39 667 oder DE 198 44 035 ist ein Strukturbauteil in geschweißter Haut-Stringer-Bauweise bekannt. Auf großformatigen Hautblechen werden mittels Laserstrahlschweißen Profile – als Stringer oder Spanten ausgebildet – aufgeschweißt. Derartige Strukturbauteile, die als Rumpfschalen in einem Flugzeug verwendet werden, müssen eine ausreichende Festigkeit aufweisen und zukünftig ein sogenanntes "Two Bay Crack"-Kriterium erfüllen. Zur Erfüllung dieses Kriteriums ist es notwendig, dass Rumpfsstrukturen einen Längs- oder Umfangsriß über zwei Spantabschnitte oder zwei Stringerteilungen ertragen können. Dabei ist zusätzlich anzunehmen, dass die Versteifung in der Mitte des Risses gebrochen ist. Geschweißte Rumpfschalen weisen eine geringere Restfestigkeit gegenüber bisher üblichen Rumpfschalen mit geklebten oder genieteten Versteifungen, wie Stringer oder Spante auf. Bei einer solchen Differentialbauweise wirken die genieteten oder geklebten Versteifungen als Rissstopper bzw. Rissverzögerer. Der Rissfortschritt in der Rumpfbeplankung wird verzögert, da die Risspitze durch die genietete oder geklebte Versteifung für eine bestimmte Anzahl von Lastwechseln zusammengehalten wird. Aufgrund der Lastumverteilung von der Beplankung in die Versteifung versagt nach einer Anzahl von Belastungen die Versteifung, welches zu einem schlagartigen Versagen der Rumpfbeplankung führt und damit zum Versagen der Rumpfschale. Dieses vorteilhafte Rissverzögerungsverhalten existiert nicht bei Strukturbauteilen mit aufgeschweißten Versteifungen. Bei geschweißten Strukturbauteilen setzt sich der Riss gleichzeitig in der Beplankung und der Versteifung fort, so dass keine rissverzögernde Wirkung auftritt. Dieses Verhalten führt zu einer verminderten Restfestigkeit und zu einem ungünstigen Rissfortschrittsverhalten. In Bereichen, in denen das Auslegungskriterium Restfestigkeit maßgebend ist, müssten die Schalen aufgedickt werden, um eine ausreichende Restfestigkeit zu erreichen. Das führt zu unakzeptablen Gewichtserhöhungen insbesondere in den Seiten- und Oberschalenbereichen des Rumpfes. Daher ist ein Einsatz von Rumpfschalen mit geschweißten Stringern in diesen Bereichen bisher nicht vorgesehen.

[0003] Der vorliegenden Erfindung liegt somit die Aufgabe zugrunde, ein Strukturbauteil so auszubilden, dass eine Erhöhung der Restfestigkeit unter Berücksichtigung eines minimalen Bauteilgewichtes erreicht wird und somit ein Einsatz von geschweißten Rumpfschalen auch für den Seiten- und Oberschalenbereich des Rumpfes ermöglicht wird.

[0004] Diese Aufgabe wird bei einem Strukturbauteil durch die im Patentanspruch 1 genannten Maßnahmen gelöst. Ein Verfahren zur Herstellung eines erfindungsgemäßen Strukturbauteils ist im Anspruch 22 angegeben. Versteifungsprofile für die Verwendung bei Strukturbauteilen sind in den Ansprüchen 16 und 19 angegeben.

[0005] Dabei ist insbesondere vorteilhaft, dass durch Erhöhung der Restfestigkeit eines geschweißten Strukturbauteils solches auch für Rumpfschalen eines Flugzeuges im Seiten- und Oberschalenbereich verwendet werden kann. So können generell geschweißte Rumpfschalen für den gesamten Rumpf angewendet werden und eine Beschränkung nur auf den Rumpfunterschalenbereich ist nicht gegeben. Aufgrund der kostengünstigen Bauweise gegenüber der her-

kömmlichen Rumpfschalenfertigung können Herstellungsaufwand und Strukturgewicht beachtlich verringert werden.

[0006] Mit der erfindungsgemäßen Lösung werden die Nachteile von geschweißten Schalen eliminiert. Bei Primärrissen in der Beplankung, d. h. in der Rumpfhaut wird der gleichzeitig in den Versteifungsprofilen sich fortsetzende Riss durch die eingebrachten Verstärkungen verzögert oder gestoppt. Die Verstärkung der Versteifungsprofile hat somit eine verzögernde Wirkung auf den Beplankungsriß. Die Restfestigkeit von geschweißten Strukturbauteilen wird erhöht.

[0007] Weiterbildungen und vorteilhafte Ausgestaltungen sind in den Ansprüchen 2 bis 15, 17, 18, 20 und 21 sowie 23 bis 29 angegeben. Weitere Vorteile ergeben sich aus der nachfolgenden Detailbeschreibung.

[0008] In der Zeichnung sind Ausführungsbeispiele der Erfindung dargestellt, die nachstehend anhand der Fig. 1 bis 10 näher beschrieben sind. In den Figuren sind gleiche Bauteile mit gleichen Bezugszeichen versehen.

[0009] Es zeigen:

[0010] Fig. 1 einen Querschnitt durch ein Strukturbauteil im Bereich eines Stringers in einer ersten Ausführung,

[0011] Fig. 2 einen Querschnitt durch das Strukturbauteil im Bereich des Stringers in einer zweiten Ausführung,

[0012] Fig. 3 einen Querschnitt durch das Strukturbauteil im Bereich eines Spantes in einer ersten Ausführung,

[0013] Fig. 4 einen Querschnitt durch das Strukturbauteil im Bereich des Spantes in einer zweiten Ausführung,

[0014] Fig. 5 und 6 einen Querschnitt durch das Strukturbauteil im Bereich des Stringers in einer dritten Ausführung,

[0015] Fig. 7 und 8 einen Querschnitt durch das Strukturbauteil im Bereich des Spantes in einer dritten Ausführung,

[0016] Fig. 9 einen Querschnitt durch ein Versteifungsprofil in einer vierten Ausführung und

[0017] Fig. 10 das Strukturbauteil im Bereich des Versteifungsprofils gemäß Fig. 9.

[0018] In den Fig. 1 und 2 ist jeweils ein Ausschnitt eines Strukturbauteils 1 im Bereich eines Versteifungsprofils 2 gezeigt. Das Versteifungsprofil 2 ist als ein für eine Flugzeugrumpfsstruktur in Flugzeuglängsrichtung verlaufender Stringer 3 ausgebildet, der auf einem Hautfeld 4 aufgeschweißt ist. Für ein Strukturbauteil 1 zur Verwendung als Rumpfschale eines Flugzeuges sind eine Vielzahl derartiger Stringer 3 in Flugzeuglängsrichtung angeordnet.

[0019] Wie aus DE 196 39 667 oder DE 198 44 035 bekannt, werden die Verbindungen zwischen dem Hautblech 4 und den Stringern 3 verschweißt, um gegenüber der herkömmlichen Methode mittels Nieten oder Kleben eine Gewichtsersparnis zu erzielen. Um die Restfestigkeit eines geschweißten Strukturbauteils 1 zu erhöhen, werden erfindungsgemäß am Stringer 3 Verstärkungen 5 eingebracht. Solche speziell ausgebildeten Stringer 3 werden mit den Verstärkungen 5 versehen bevor sie mit dem Hautfeld 4 verschweißt werden. Die Verstärkungen 5 sind vorzugsweise als Längsdoppler 6 ausgebildet, d. h. sie sind seitlich des Stringerstegs 3A als "Verdopplung" des Stegs angebracht. In Fig. 1 ist ersichtlich, dass beidseitig des Stringerstegs 3A ein Längsdoppler 6 angeordnet sein kann.

[0020] In Fig. 2 ist eine Ausführung mit nur einem einseitig angeordneten Längsdoppler 6 ersichtlich. Entsprechend der zu erreichenden Restfestigkeit bzw. der auftretenden Beanspruchung können ein oder mehrere Längsdoppler 6 zur Anwendung kommen. Die Längsdoppler 6 bestehen vorzugsweise aus hochfesten Al-Legierungen oder faserverstärkten Metall-Laminaten und sind in der gezeigten Ausführung als I-Profile ausgebildet. Sie werden mittels Kleben oder Nieten mit den Stringerstegen 3A verbunden. Das Kleben oder Nieten der Doppler 6 am Stringersteg 3A erfolgt

vor dem Verschweißen der Stringer 3 mit dem Hautfeld 4 und ist somit fertigungstechnisch einfach handhabbar, da ein Einbringen von Verstärkungen am Strukturbauteil 1, insbesondere bei großformatigen Bauteilen, nach dem Schweißprozess sehr aufwendig wäre.

[0021] In den Fig. 3 und 4 ist ein Ausschnitt des Strukturbauteils 1 im Bereich eines Spantes 7 ersichtlich. Wie bereits ausführlich beschrieben, werden am Versteifungsprofil 2, welches hier als ein für eine Flugzeugrumpfstruktur in Flugzeugumfangsrichtung verlaufender Spant 7 ausgebildet und auf einem Hautfeld 4 aufgeschweißt ist, Verstärkungen 5 vorgesehen. Die Verstärkungen 5 sind als Umfangsdoppler 8 ausgebildet und können einseitig oder beidseitig am Spantsteg 7A angeordnet sein. In Fig. 3 ist ersichtlich, dass beidseitig des Spantsteges 7A jeweils vertikal ein Umfangsdoppler 8 aufgebracht oder angenietet ist. In Fig. 4 ist ersichtlich, dass die Verstärkung 5 – hier die Umfangsdoppler 8 – auch an einem zusätzlichen Steg 7B horizontal angeordnet sein können. Die Anordnung von Verstärkungen 5 am Versteifungsprofil 2 ist somit in geeigneter Weise in Abhängigkeit von der Profilform des Versteifungsprofils 2 sowie von der Belastungsform vorzusehen. Das Kleben oder Nieten der Umfangsdoppler 8 an den Spant 7 erfolgt vor dem Verschweißen des Spantes 7 mit dem Hautblech 4.

[0022] In den Fig. 5 bis 8 ist das Strukturbauteil 1 mit einer weiteren Ausführungsform der Versteifungsprofile 2 gezeigt, die eine erhöhte Restfestigkeit der geschweißten Struktur ermöglichen.

[0023] Die Fig. 5 und 6 zeigen eine Ausführungsform eines Stringers 30 mit einem Zugband 31, welches aus hochfesten Stahl- oder Titanlegierungen oder Faserverbundwerkstoffen besteht. Das Zugband 31 ist am Stringersteg 32 angeordnet, wobei dafür am Stringersteg 32 eine einseitige Werkstoffverdrückung 33 vorgesehen ist, in die eine Durchgangsbohrung 34 in Stringerlängsrichtung eingebracht wurde. Die Werkstoffverdrückung 33 ist vorzugsweise in der unteren Hälfte des Stringerstegs 32 vorgesehen. Das Zugband 31 mit vorzugsweise mehreckigem Querschnitt wird in die Bohrung 34 eingeführt und verdrillt. Quadratische oder rechteckige Querschnittsformen sind bevorzugt anwendbar. Mit dem Verdrillen wird erreicht, dass zwischen dem Zugband 31 und der Werkstoffverdrückung 33 eine Relativverschiebung verhindert wird, wenn sich ein Riss bildet.

[0024] Nach einer Wärmebehandlung – beispielsweise einem Lösungsglühvorgang – des kompletten Stringers 30, um die Verformbarkeit des Werkstoffs zu verbessern, wird ein Formschluss zwischen dem Stringerprofil 30, d. h. der Werkstoffverdrückung 33 und dem Zugband 31 durch Pressen erreicht.

[0025] Die Fig. 7 und 8 zeigen eine Ausführungsform eines Spantes 70 mit einem Zugband 71, welches aus hochfesten Stahl- oder Titanlegierungen oder Faserverbundwerkstoffen besteht und prinzipiell dem bereits beschriebenen Zugband 31 am Stringer 30 entspricht. Das Zugband 71 ist am Spantsteg 72 angeordnet, wobei dafür am Spantsteg 72, vorzugsweise in der unteren Hälfte, eine einseitige Werkstoffverdrückung 73 vorgesehen ist, in die eine Durchgangsbohrung 74 in Spantlängsrichtung eingebracht wurde. Das Zugband 71 mit mehreckigem, vorzugsweise quadratischem Querschnitt wird in die Bohrung 74 eingeführt und verdrillt. Mit dem Verdrillen wird erreicht, dass zwischen dem Zugband 71 und der Werkstoffverdrückung 73 eine Relativverschiebung verhindert wird, wenn sich ein Riss bildet.

[0026] Nach einer Wärmebehandlung, vorzugsweise einem Lösungsglühvorgang, des kompletten Spantes 70 wird ein Formschluss zwischen dem Spantprofil 70, d. h. der Werkstoffverdrückung 73 und dem Zugband 71 durch Pressen erreicht.

[0027] In den Fig. 9 und 10 ist das Strukturbauteil 1 in einer weiteren vorteilhaften Weiterbildung der Versteifungsprofile 2 gezeigt, die eine erhöhte Restfestigkeit der geschweißten Struktur ermöglichen.

[0028] Das Versteifungsprofil 2, welches hier als ein spezieller Stringer 35 ausgebildet ist, weist einen geschlitzten unteren Stegbereich 36 auf, der mit einer Aufnahmeöffnung 37 für ein Zugband 38 versehen ist. In Fig. 9 ist der Stringer 35 vor dem Einführen des Zugbandes 38 dargestellt. Der Stegbereich 36 ist so ausgebildet, dass eine Klammer gebildet wird, in die das Zugband 38 eingeführt werden kann. In der Aufnahmeöffnung 37 ist ein Werkstoffabsatz 39 vorgesehen, den das Zugband 38 beim Einführen überwinden muss und es damit in der Aufnahmeöffnung 37 positioniert ist. Das Zugband 38 hat vorzugsweise einen runden Querschnitt und ist mit einer angerauten Oberfläche versehen. Andere Querschnitte des Zugbandes 38 sind ebenfalls möglich, jedoch sind runde Querschnitte bevorzugt anwendbar, da sie kostengünstig und leicht verfügbar sind. Das Anrauen ist eine Möglichkeit, um die Relativbewegung zwischen dem Zugband 38 und dem Stringer 35 zu behindern und damit eine Rissbildung zu verzögern. Als Materialien können die bereits genannten hochfesten Stahl- oder Titanlegierungen oder Verbundwerkstoffe verwendet werden. Nach dem Einführen des Zugbandes 38 erfolgt vorzugsweise eine Wärmebehandlung, wie das Lösungsglühen, um die Verformbarkeit des Werkstoffs zu verbessern. Nach dem Glühen wird durch Pressung ein Formschluss zwischen dem Stringer 35 im Bereich des Stegbereichs 36 und dem Zugband 38 hergestellt. Ein Verschweißen des Stringers 35 mit dem Hautfeld 4 kann anschließend erfolgen. Der Stringer 35 mit dem eingebrachten Zugband 38, der auf das Hautfeld 4 aufgeschweißt wurde, ist in der Fig. 10 gezeigt.

Patentsprüche

1. Strukturbauteil für ein Flugzeug, wobei das Strukturbauteil (1) mindestens ein Hautblech (4) sowie auf das Hautblech (4) aufgebrachte mehrere Versteifungsprofile (2) aufweist und zumindest teilweise die Versteifungsprofile (2) mittels einer Schweißverbindung mit dem Hautfeld (4) verbunden sind, dadurch gekennzeichnet, dass an den Versteifungsprofilen (2) Verstärkungen (5) angeordnet sind.
2. Strukturbauteil nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die Versteifungsprofile (2) als in Flugzeuglängsrichtung verlaufende Stringer (3; 30; 35) und quer zur Flugzeuglängsrichtung verlaufende Spante (7; 70) ausgebildet sind.
3. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Verstärkungen (5) an den Versteifungsprofilen (2) durch Doppler (6, 8) gebildet sind, die jeweils im Bereich der Profilstege (3A, 7A, 7B) zumindest einseitig angeordnet sind.
4. Strukturbauteil nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, dass die Doppler (6, 8) mit einer Klebeverbindung und/oder einer Nietverbindung an die Profilstege (3A, 7A, 7B) angefügt sind.
5. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, dass die Doppler (6, 8) aus hochfesten Al-Legierungen oder faserverstärkten Metall-Laminaten bestehen.
6. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, dass die Doppler (6, 8) als I-Profile ausgebildet sind.
7. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Verstärkungen (5) an den Versteifungsprofilen (2) durch Zugbänder (31, 71,

- 38) gebildet sind, die jeweils im Bereich der Profilstege (32, 72, 36) angeordnet sind.
8. Strukturbauteil nach Anspruch 7, dadurch gekennzeichnet, dass an den Profilstegen (32, 72, 36) Werkstoffverdickungen (33, 73, 39) zur Aufnahme des Zugbandes (31, 71, 38) vorgesehen sind.
9. Strukturbauteil nach Anspruch 8, dadurch gekennzeichnet, dass in die Werkstoffverdickungen (33, 73) Durchgangsbohrungen (34, 74) zur Aufnahme des Zugbandes (31, 71, 38) eingebracht sind.
10. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 7 bis 9, dadurch gekennzeichnet, dass ein geschlitzter Stegbereich (36) vorgesehen ist, der eine Aufnahmeöffnung (37) für das Zugband (38) aufweist.
11. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 7 bis 10, dadurch gekennzeichnet, dass das Zugband (31, 71) einen mehreckigen Querschnitt aufweist.
12. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 7 bis 10, dadurch gekennzeichnet, dass das Zugband (38) einen runden Querschnitt aufweist.
13. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 7 bis 12, dadurch gekennzeichnet, dass das Zugband (31, 71, 38) angeraut ist.
14. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 7 bis 13, dadurch gekennzeichnet, dass das Zugband (31) verdreht ist.
15. Strukturbauteil nach einem der Ansprüche 7 bis 14, dadurch gekennzeichnet, dass das Zugband (31, 71, 38) aus hochfesten Stahl- oder Titanlegierungen oder Faserverbundwerkstoffen besteht.
16. Versteifungsprofil für ein Strukturbauteil eines Flugzeuges, dadurch gekennzeichnet, dass Verstärkungen (5) an den Versteifungsprofilen (2) durch Doppler (6, 8) gebildet sind, die jeweils im Bereich der Profilstege (3A, 7A, 7B) zumindest einseitig angeordnet sind.
17. Versteifungsprofil nach Anspruch 16, dadurch gekennzeichnet, dass die Doppler (6, 8) aus hochfesten Al-Legierungen oder faserverstärkten Metall-Laminaten bestehen.
18. Versteifungsprofil nach Anspruch 16 oder 17, dadurch gekennzeichnet, dass die Doppler (6, 8) mit einer Klebeverbindung und/oder einer Nietverbindung an die Profilstege (3A, 7A, 7B) angefügt sind.
19. Versteifungsprofil für ein Strukturbauteil eines Flugzeuges, dadurch gekennzeichnet, dass Verstärkungen (5) an den Versteifungsprofilen (2) durch Zugbänder (31, 71, 38) gebildet sind, die jeweils im Bereich der Profilstege (32, 72, 36) angeordnet sind.
20. Versteifungsprofil nach Anspruch 19, dadurch gekennzeichnet, dass an den Profilstegen (32, 72, 36) Werkstoffverdickungen (33, 73, 39) mit Aufnahmen (33, 73) für das Zugband (31, 71, 38) vorgesehen sind.
21. Versteifungsprofil nach Anspruch 19, dadurch gekennzeichnet, dass ein geschlitzter Stegbereich (36) vorgesehen ist, der eine Aufnahmeöffnung (37) für das Zugband (38) aufweist.
22. Verfahren zur Herstellung eines Strukturbauteils nach einem der vorangegangenen Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Versteifungsprofile (2) vor dem Verschweißen mit dem Hautfeld (4) mit den Verstärkungen (5) versehen werden.
23. Verfahren nach Anspruch 22, dadurch gekennzeichnet, dass die Verstärkungen (5) an die Profilstege (3A, 7A, 7B) der Versteifungsprofile (2) angenietet und/oder angeklebt werden.
24. Verfahren nach Anspruch 22, dadurch gekennzeichnet, dass an den Profilstegen (32, 72, 36) Werk-

- stoffverdickungen (33, 73, 39) ausgebildet werden, die als Zugband (31, 71, 38) ausgebildeten Verstärkungen (5) aufnehmen.
25. Verfahren nach Anspruch 24, dadurch gekennzeichnet, dass in die Werkstoffverdickungen Durchgangsbohrungen (34, 74) eingebracht werden.
26. Verfahren nach Anspruch 25, dadurch gekennzeichnet, dass die Zugbänder (31, 71) in die Durchgangsbohrungen (34, 74) eingezogen und verdreht werden.
27. Verfahren nach einem der Ansprüche 22, 24 oder 25, dadurch gekennzeichnet, dass das Zugband (38) in einen geschlitzten unteren Stegbereich (36) in eine Aufnahmeöffnung (37) eingeführt wird.
28. Verfahren nach einem der Ansprüche 22 bis 27, dadurch gekennzeichnet, dass die Versteifungsprofile (2) mit einem Lösungsglühen wärmebehandelt werden.
29. Verfahren nach einem der Ansprüche 22 und 24 bis 28, dadurch gekennzeichnet, dass die Versteifungsprofile (2) im Bereich der eingebrachten Zugbänder (31, 71, 38) zusammengepresst und die eingebrachten Zugbänder (31, 71, 38) mit den Versteifungsprofilen form-schlüssig verbunden werden.

Hierzu 3 Seite(n) Zeichnungen

- Leerseite -

THIS PAGE BLANK (USPTO)

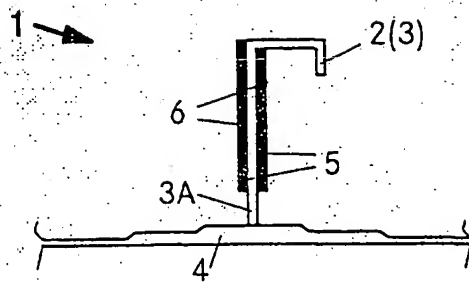


Fig. 1

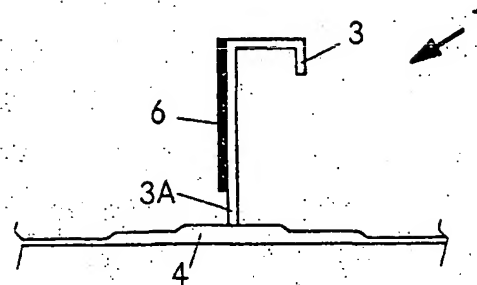


Fig. 2

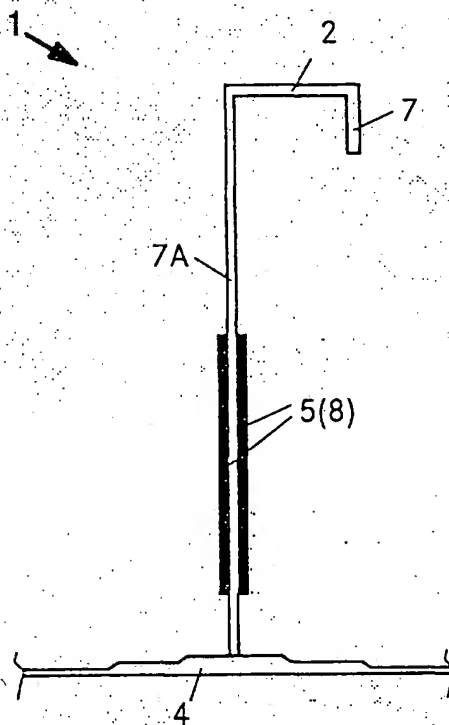


Fig. 3

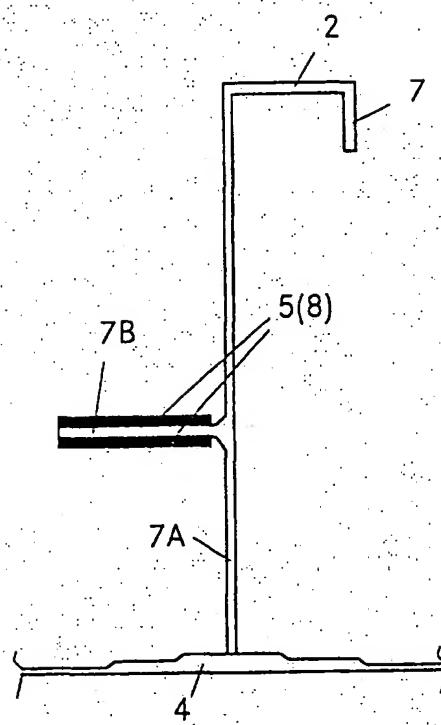


Fig. 4

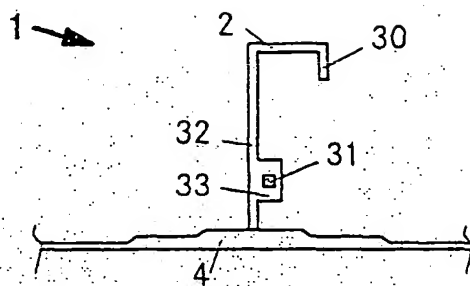


Fig. 5

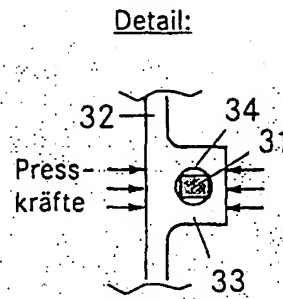


Fig. 6

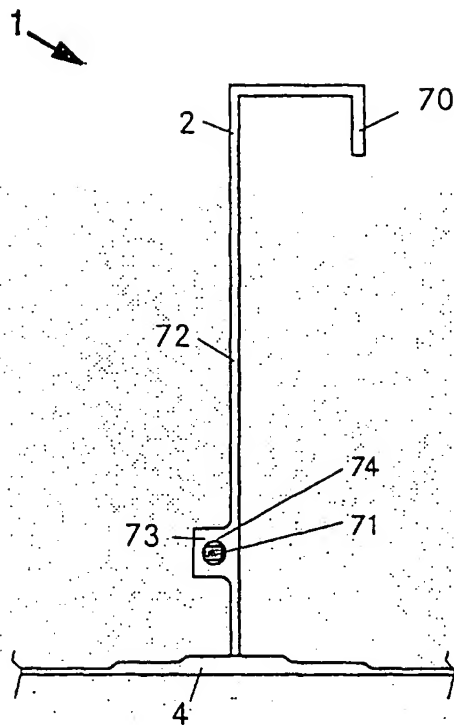


Fig. 7

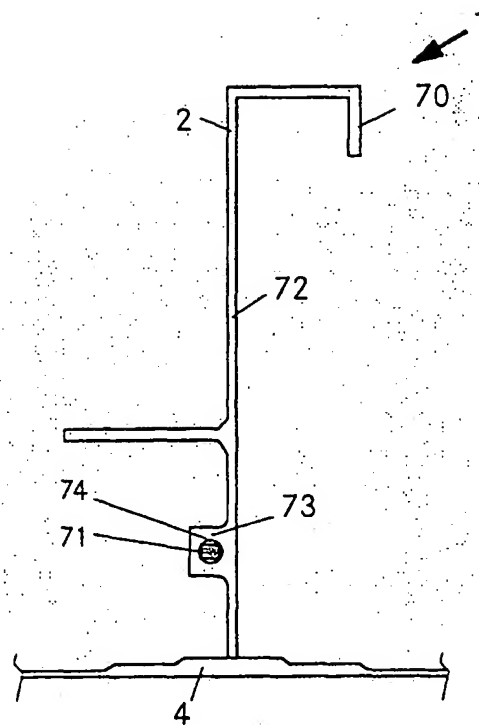


Fig. 8

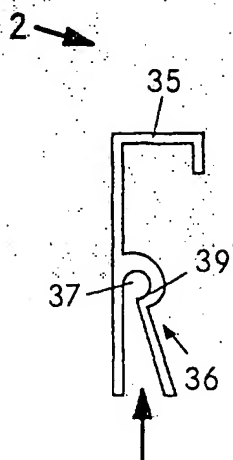


Fig. 9

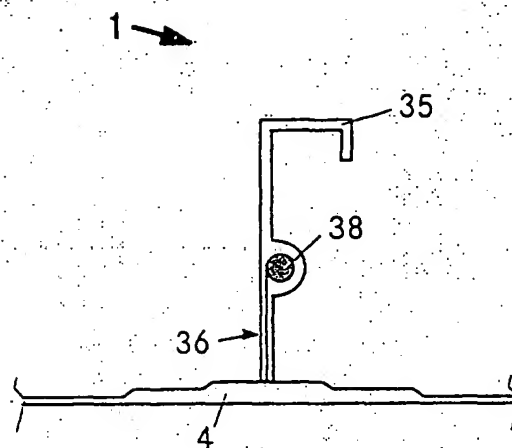


Fig. 10